

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ, И.П. БОЙЧУК, А.С. КАРТАШЕВ, С.А. ЯШИН

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ДОЗВУКОВЫМИ РЕЖИМАМИ ПОЛЕТА МЕТОДАМИ ЧИСЛЕННОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

При проведении численного эксперимента адекватность моделей турбулентности определяет точность расчета отрыва пограничного слоя, ламинарно-турбулентного перехода и т.д. Данная статья предлагает сравнение натурального и численного аэродинамического эксперимента.

беспилотный летательный аппарат, модель турбулентности, численный эксперимент

Введение

Численный аэродинамический эксперимент достаточно привычен в составе инструментария проектирования летательных аппаратов (ЛА) с атмосферными траекториями полета. Тем не менее, на настоящий момент область получения надежных результатов смещена в сторону сверхзвуковых режимов обтекания, т.е. к условиям существенного преобладания волнового сопротивления над вязким. В глубоко дозвуковой области ситуация не столь благоприятна ввиду незавершенности общей теории турбулентности. В последние 10 – 15 лет появилось множество новых моделей турбулентной вязкости, реализуемых на фоне уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу-Фавру (Reynolds Averaged Navier-Stokes – RANS) [1, 2]. Тем не менее, ввиду феноменологического характера подобных моделей, основная трудность их практического применения заключается в неразработанности подходов к их адекватному выбору и последующей параметрической адаптации к условиям частного аэродинамического эксперимента. В связи с этим в данной сфере продолжают сохранять свою значимость традиционные малоресурсные методики аэродинамического расчета, основывающиеся на методах дискретных вихрей (МДВ) [3] и дискретных особенностей (МДО) [4]. Таким образом, основные

задачи аэродинамического проектирования, как то – получением вихревой схемы ЛА, характеристик режимов полета на различных углах атаки, построения соответствующих поля и т.п. – не имеют на данный момент вполне детерминированной физико-математической основы. Тем не менее, необходимостью частичной или полной замены натурального эксперимента численным в целях снижения ресурсоемкости процесса аэродинамического проектирования продиктована потребность выработки подходов к адекватному использованию универсальных методов расчета вязких течений путем соответствующей идентификации известных моделей турбулентности на определенных классах задач. Проблематике применимости методов семейства RANS и выработке соответствующего системного подхода к решению задач аэродинамического проектирования дозвуковых многорежимных ЛА посвящена предлагаемая статья.

1. Модель и метод расчета

Условиями численного эксперимента предусматривалось моделирование статической продувки модели ЛА ХАИ-70 [5] (рис. 1) при $Re = 3350000$, $M = 0,15$ на основе уравнений Навье – Стокса:

$$\frac{\partial \vec{F}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{\Phi}_k}{\partial x_k} = \frac{\partial \vec{\Omega}_k}{\partial x_k}, \quad (1)$$

где $\vec{F} = \rho(1, w_1, w_2, w_3, \varepsilon^o)$;

$$\vec{\Phi}_k = \vec{F}w_k + p(0, \delta_{1,k}, \delta_{2,k}, \delta_{3,k}, w_k);$$

$$\vec{\Omega}_k = (0, \tau_{1,k}, \tau_{2,k}, \tau_{3,k}, \tau_{i,k}w_i + Q_i);$$

$w_{...}$ – компоненты вектора скорости;

ε^o – полная энергия единицы объема;

$\hat{\tau}$ – тензор напряжений вязкой ньютоновской среды;

Q – количество теплоты.

Единственность решение системы (1) определяется заданием неотражающих граничных условий, выбором модели турбулентности, термическим и калорическим уравнениями состояния.

Моделирование турбулентности осуществляется на основе гипотезы Буссинеска [6] о представлении касательных напряжений с помощью двух-параметрической дифференциальной модели турбулентности k - ε [7, 8].

2. Постановка и результаты численного эксперимента

Геометрическая модель ЛА (рис. 1, б) помещена в контрольный объем, размеры которого определены условием затопляемости струи.

Расчетная область отображена на блочно-структурированную гексаэдральную сетку (рис. 2). Домен разбивался на несколько частей с различным качеством сетки. В тех областях, где происходят основные изменения структуры течения (около обтекаемых поверхностей и далее за обтекаемым телом), главным образом влияющие на аэродинамические характеристики ЛА (вихревые следы), задавалось сгущение сетки. Пограничный слой на внешних поверхностях планера моделировался с использованием экспоненциального сгущения сетки по направлению к стенкам (рис. 2). Мощность сетки составляла ~ 700 тыс. ячеек.

Задача решается методом установления изначально невозмущенного течения в контрольном объеме с неотражающими внешними и твердыми

внутренними границами. Для решения системы уравнений (1), замкнутой условиями однозначности, используется метод конечных объемов [9]. При замыкании уравнений моделью турбулентностью использовались следующие значения: энергии турбулентных пульсаций $k = 0,002$ и скорости диссипации энергии турбулентности $\varepsilon = 1\%$. Опыт моделирования свидетельствует, что относительно небольшие изменения величин способны привести к существенному улучшению, либо ухудшению предсказания результатов.

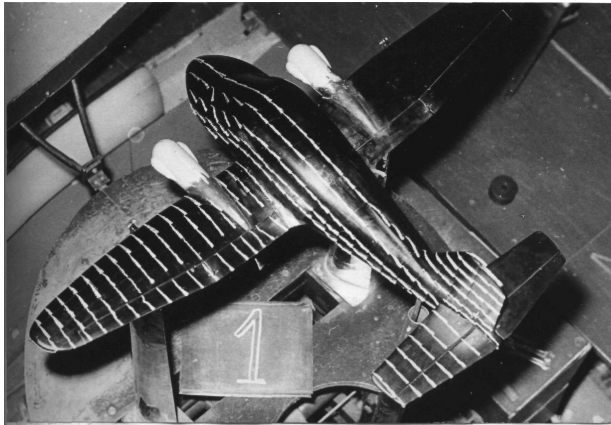
На рис. 3 представлены поля скоростей, полученные в результате численного эксперимента при продувке аппарата на разных углах атаки. В результате проведенных расчетов определены коэффициенты аэродинамических сил, получены интегральные характеристики.

3. Сопоставление с результатами натурального эксперимента

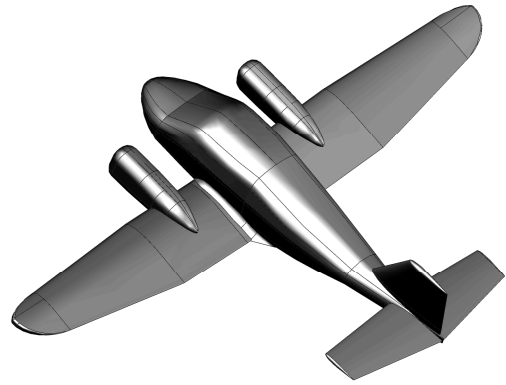
Для получения оценки достоверности и точности результатов численного эксперимента использовались данные натуральных продувок в аэродинамической трубе. Как видно из рис. 4, 5, предложенная модель расчета пригодна для получения вихревой схемы ЛА для различных режимов обтекания, включая отрывные. По полученным коэффициентам аэродинамических сил C_x , C_y построена поляра для исследуемого ЛА (рис. 6). На углах атаки до $7,2^\circ$ обеспечивается совпадение расчетных результатов с данными натурального эксперимента с точностью в пределах 5%. На срывных углах атаки разность между натурным и численным экспериментом возрастает.

Заключение

Сравнительный анализ представленных выше результатов, полученных численным и натурным экспериментом, позволяет прийти к следующим выводам относительно возможности применения методов семейства RANS к задачам аэродинамического проектирования дозвуковых ЛА.



а



б

Рис. 1. Модели ЛА: а – натурная; б – геометрическая

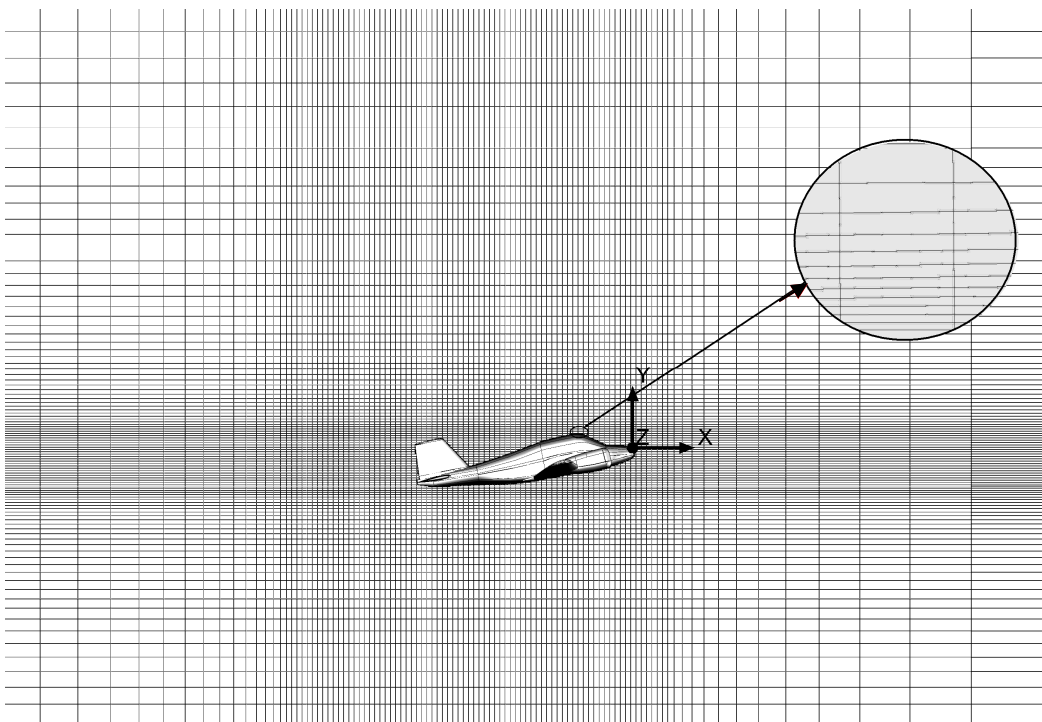
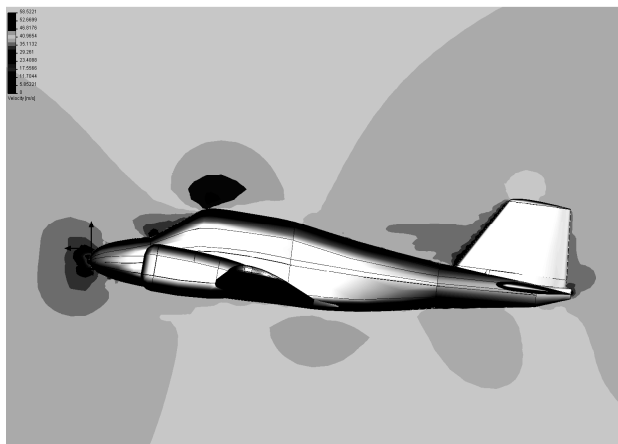
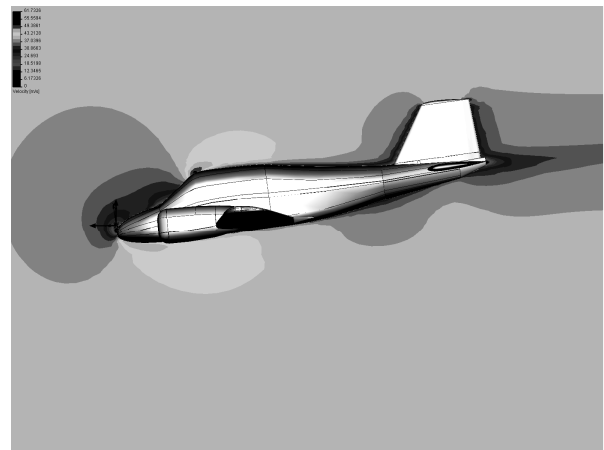


Рис. 2. Сеточное отображение области течения



а



б

Рис. 3. Срез поля скоростей для различных углов атаки: а – $+7,2^\circ$; б – $-4,1^\circ$

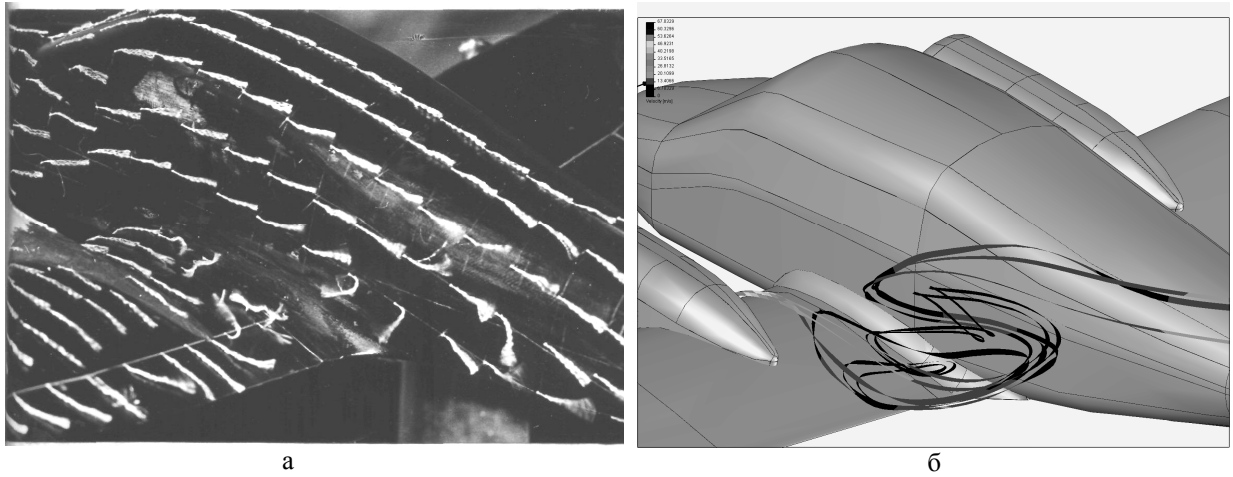


Рис. 4. Срыв с наплывов: а – натуральный эксперимент; б – численный эксперимент

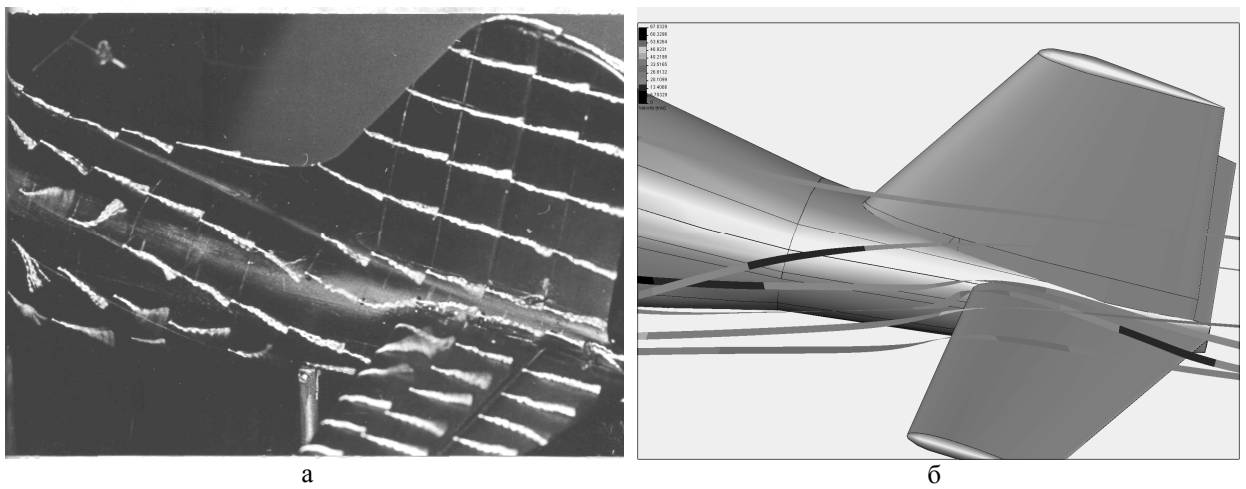


Рис. 5. Взаимодействие скошенного потока с оперением: а – натуральный эксперимент; б – численный эксперимент

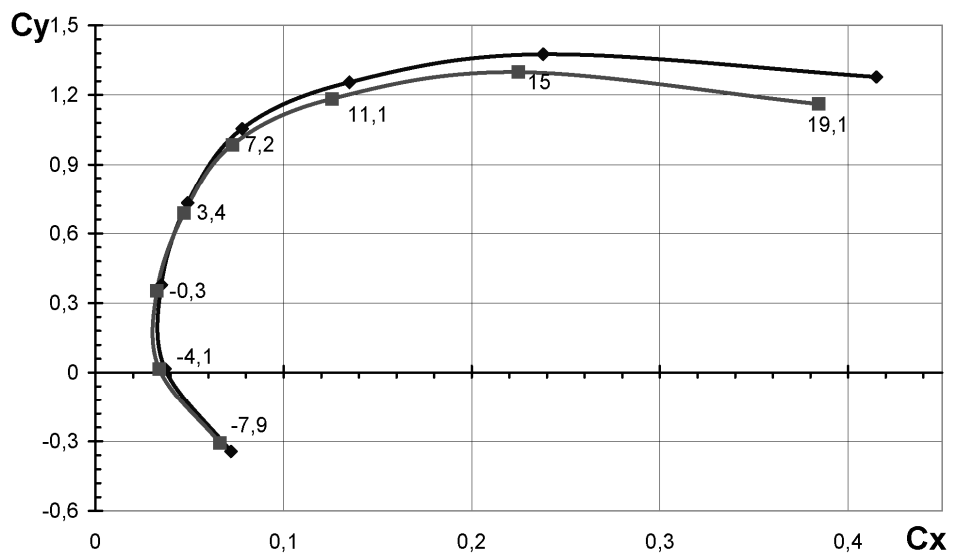


Рис. 6. Поляра ЛА: ◆ – натуральный эксперимент, ■ – численный эксперимент

1. В диапазоне углов атаки от $-7,9$ до $+7,2^\circ$ численная модель с достаточной для практических целей отображает вихревую схему ЛА, что позволяет получить необходимые представления о свойствах устойчивости и управляемости. Далее, по мере приближения к срывным режимам обтекания несущих поверхностей, представленная модель начинает заметно отклоняться от физического оригинала.

2. Поляра ЛА с дозвуковой скоростью полета может быть получена численным экспериментом с приемлемой точностью.

3. В отличие от натурального эксперимента в диапазоне умеренных углов атаки численное моделирование позволяет расширить представления о процессе обтекания за счет возможности отображения полной картины физических полей.

4. При скоростях потока до $M = 0,5$, $Re = 3350000$ модель турбулентности **k- ϵ** (двухпараметрическая) не позволяет с приемлемой точностью предсказать явление отрыва. Для этой цели следует привлекать модели турбулентности с более высоким уровнем параметризации. Например, в обзоре [10] в рамках подхода Буссинеска отмечается преимущество модели переноса сдвиговых напряжений (SST) над другими известными моделями турбулентности для большинства течений. Второй по качеству предсказания считается модель Спаларта – Аллмараса [11], хорошо описывающая течения с теплообменом [12]. Следует помнить, что использование модели SST увеличивает время вычисления в несколько раз.

Литература

1. Андерсон Д., Таннехилл Дж., Плетчер Р. Вычислительная гидромеханика и теплообмен: В 2 т. – М.: Мир, 1990. – 726 с.

2. Ferziger J.H., Peric M. Computational Methods for Fluid Dynamics. – Springer, 1999. – 389 p.

3. Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И., Ништ М.И. Нелинейная теория крыла и ее приложения. – Алматы: Гылым, 1997. – 448 с.

4. Белоцерковский С.М. Основные идеи методов дискретных вихрей и дискретных особенностей. // Вопросы кибернетики. – 1986. – № 124. – С. 3-23.

5. Экспериментальное аэродинамическое исследование масштабной модели четырехместного полностью спасаемого самолета ХАИ-70 в продольном канале: Отчет о НИР / Научный руководитель В.И. Холявко, отв. исполнители С.А. Яшин, Ю.Ф. Усик, в 2 частях. – Х.: ХАИ, 1995. – 260 с.

6. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1978. – 736 с.

7. Методы расчета турбулентных течений / Под ред. В. Колльмана. – М.: Мир, 1984. – 464 с.

8. Wilcox D.C. Turbulence Modeling for CFD. DCW Industries, Inc. 2000. – 540 p.

9. Anderson J. Computational fluid dynamics: the basic for applications, McGraw-Hill, 1995. – 547 p.

10. Bardina J.E., Huang P.G., Coakley T.J. Turbulence modeling validation, testing and development // NASA TM. – 1997. – № 110446. – 98 p.

11. Spalart P.R., Allmaras S.R. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows // AIAA Paper 92-0439. – 1992. – P. 34-40.

12. Амброжевич А.В., Бойчук И.П., Карташев А.С. Моделирование температурного воздействия пульсирующего воздушно-реактивного двигателя на элементы конструкции планера беспилотного летательного аппарата // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007 – Вып. 2 (38). – С. 43-48.

Поступила в редакцию 4.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.